



Гайфутдинов Ринат Айдарович

**АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ И
ОПТИМИЗАЦИЯ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ
С УСТРОЙСТВАМИ АКТИВНОГО
УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ**

01.02.05 — механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

КАЗАНЬ – 2010

Работа выполнена в Отделе краевых задач Научно-исследовательского института математики и механики им Н.Г. Чеботарева Казанского федерального (приволжского) университета.

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор, заслуженный деятель науки
России и Татарстана
Ильинский Николай Борисович

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор
Маклаков Дмитрий Владимирович

доктор физико-математических наук,
профессор
Якимов Николай Дмитриевич

Ведущая организация: НИУ Казанский государственный
технический университет
им. А.Н. Туполева

Защита состоится 25 ноября 2010г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д212.081.11 при Казанском федеральном (приволжском) университете по адресу: 420008, Казань, ул. Кремлевская, 18.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке Казанского федерального (приволжского) университета.

Автореферат разослан “__” октября 2010г.

Ученый секретарь диссертационного совета
кандидат физ.-мат. наук, доцент



А.А. Саченков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Диссертация посвящена разработке численно-аналитических методов аэродинамического проектирования и оптимизации профилей крыльев с устройствами активного управления потоком дозвуковым потоком идеальной несжимаемой жидкости (ИНЖ).

Актуальность работы. Применение устройств активного управления потоком является одним из перспективных направлений в плане улучшения аэродинамических характеристик профилей крыльев. К устройствам активного управления потоком относятся: отбор части внешнего потока, выдув реактивной струи, отсос пограничного слоя, закрылки и предкрылки. Часто очень трудно, а иногда практически невозможно, изменяя форму непроницаемого профиля, добиться обеспечения безотрывного обтекания. Применение в дозвуковой авиации высоконесущих безотрывно обтекаемых профилей крыльев с отбором части внешнего потока с верхней поверхности и выбросом реактивной струи в кормовой части позволяет решить эту проблему.

Целью настоящей диссертации является развитие численно-аналитических методов решения ОКЗА для симметричных и несимметричных крыловых профилей с отбором части внешнего потока и выдувом реактивной струи как в неограниченном потоке, так и вблизи экрана; поиск оптимальных исходных данных задач для обеспечения максимального эффекта от отбора и выдува; составление алгоритмов вычисления и их программная реализация; проведение числовых расчетов; подтверждение полученных результатов альтернативными методами; исследование влияния устройств управления потоком на характеристики профилей.

Научная новизна. В диссертации в рамках модели ИНЖ решена задача проектирования симметричных профилей крыльев с отбором части внешнего потока и выдувом реактивной струи, когда передняя часть профиля образована клином. Исследованы влияния угла полураствора клина и энергии выдуваемой струи на

форму симметричного профиля. Решение задачи сведено к смешанной краевой задаче аэрогидродинамики во внешности единичной окружности. Поставлена и решена задача проектирования несимметричных профилей крыльев с устройствами активного управления потоком. По разработанному численно-аналитическому методу построены профили. На числовых примерах показано, что наличие отбора и выдува на профиле влияет на его форму и аэродинамические характеристики. Проведено обобщение этого метода на случай наличия экрана. Разработан способ пересчета аэродинамических характеристик профиля и распределения скорости по его поверхности на другие режимы обтекания и другие режимы работы устройств отбора и выдува. Поставлена и решена задача максимизации коэффициента подъемной силы крыловых профилей с устройствами активного управления потоком. С целью оценки достоверности результатов численно-аналитических расчетов проведен прямой расчет полученных профилей в пакете Fluent. Сравнение результатов расчетов показало хорошее совпадение.

Достоверность полученных результатов и сделанные на их основе выводы обеспечены в рамках принятых математических моделей применением строгих методов при построении решений и аналитических расчетов. Кроме того, спроектированные в диссертации профили крыльев были рассчитаны в пакете Fluent, результаты сравнений даны в диссертации и обоснованы.

Практическая ценность. Разработанные в диссертации методы, полученные решения задач, алгоритмы численной реализации и построенные профили могут быть использованы для проектирования крыльев самолетов дозвуковой авиации и крыльев летательных аппаратов, использующих влияние земли (экранопланов).

Апробация работы. Результаты диссертации по мере их получения были доложены на семинарах Отдела краевых задач (руководитель Н.Б. Ильинский); на итоговых научных конференци-

ях Казанского государственного университета (секция аэрогидромеханики) за 2006-2010 гг.; Молодежной научной школе-конференции "Лобачевские чтения" за 2005, 2006 гг. (г. Казань); 5-й международной конференции "Авиация и космонавтика-2006" (г. Москва, МАИ); X Международной научной школе "Гидродинамика больших скоростей" и международной научной конференции "Гидродинамика. Механика. Энергетические установки" (к 145-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова) (г. Чебоксары, 2008 г.); Научно-практической конференции студентов и аспирантов (г. Казань, 2008 г.); Научно-практическом семинаре "Теория, численные методы и математический эксперимент в газовой динамике" (г. Москва, ЦИАМ, 2009 г.); Всероссийской научно-практической конференции "Инновации и высокие технологии XXI века" (г. Нижнекамск, НХТИ, 2009 г.); XVI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2009) (г. Алушта); XXI научно-технической конференции по аэродинамике (г. Москва, ЦАГИ).

Публикации. Основное содержание диссертации опубликовано в 5 статьях и 8 тезисах. Список основных публикаций приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, содержащих девять параграфов, заключения и списка литературы. Содержит 100 страниц, 8 таблиц, 40 рисунков. Библиографический список состоит из 73 наименований источников отечественных и зарубежных авторов.

СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении дан обзор литературы по развитию методов проектирования профилей крыльев, основанных на теории обратных краевых задач аэрогидродинамики (ОКЗА), отмечены цели, характер и методы исследования. Основное внимание уделено развитию численно-аналитических методов решения ОКЗА

для профилей с устройствами активного управления потоком.

Суть ОКЗА заключается в определении формы профиля крыла по заданному на его контуре распределению скорости, обеспечивающему необходимые аэрогидродинамические характеристики.

История ОКЗА насчитывает уже почти 100 лет. Первые постановки и решения таких задач были даны в 20–30 годах двадцатого века в работах Ф. Вейнинга, А. Бетца, В. Манглера, Р. Эпплера, Г.Г. Тумашева, Л.А. Симонова, М.Т. Нужина, Г.Ю. Степанова.

В последующих работах эти методы были обобщены на случай учета сжимаемости по модели газа Чаплыгина, из которых можно отметить работы Г.Г. Тумашева, Л.С. Вудса, Г.Ю. Степанова. В конце 60-х годов появились результаты, связанные с учетом вязкости в ОКЗА по модели ПС, работы Г.Ю. Степанова, Дж. Ван Ингена. Существенные достижения были получены на основе квазирешений ОКЗА (см., напр., монографию А.М. Елизарова, Н.Б. Ильинского, А.В. Поташева).

Развитие практических и теоретических методов аэродинамического проектирования привело к значительному расширению класса решаемых задач: проектирование профилей вблизи прямолинейного (криволинейного) экрана, профилей с устройствами активного управления потоком. Применение последних устройств позволяет решить ряд кардинальных проблем при аэродинамическом проектировании профиля крыла и эти задачи представляют большой интерес в плане улучшения аэродинамических характеристик профиля крыла.

Прямые и обратные задачи для профилей крыльев с отбором или выдувом через каналы конечной ширины исследовались в работах Ю.Г. Жулева, С.И. Иншакова, В.М. Шурыгина, Г.Ю. Степанова, Н.Б. Ильинского, Д.Ф. Абзалилова. Обратная задача для профиля с выдувом реактивной струи в линейном приближении решена Л.М. Котляром.

Другим важным классом являются задачи проектирования



Особый интерес ученых вызывают задачи проектирования профилей крыльев, обладающих оптимальными аэродинамическими характеристиками. Из работ, посвященных отысканию оптимальных контуров с устройствами активного управления потоком, можно отметить работы Н.Б. Ильинского, Д.Ф. Абзалилова.

– 7 –

потока и выдувом реактивной струи по заданному распределению скорости, не содержащим диффузорные участки (фиг. 1). Так же заданы хорда r искомого крылового профиля, безразмерные расходы каналов отбора $q_c = Q_c/(rv_\infty)$ ($q'_c = Q'_c/(rv_\infty)$) и выдува $q_f = Q_f/(rv_\infty)$. Щели отбора $C(C')$ и выдува реактивной струи F моделируются каналами с постоянными скоростями на стенках. Плотность и полное давление выдуваемой и внешнего потока различны, вследствие чего на линиях схода потока возникает разрыв касательных составляющих скорости. Эта задача относится к классу задач взаимодействия потоков с различными параметрами. При ее решении использован метод Д.В. Маклакова¹, заключающийся в конформном отображении области на каноническую область G_{ζ_1} (фиг. 2), в которой рассматривается кусочно-аналитическая функция, терпящая разрыв на линиях раздела сред. Этот метод использован при решении задач §§4, 5.

Требуется определить формулу контура $L_z (L'_z)$ симметричного крылового профиля, форму линии $l_z (l'_z)$.

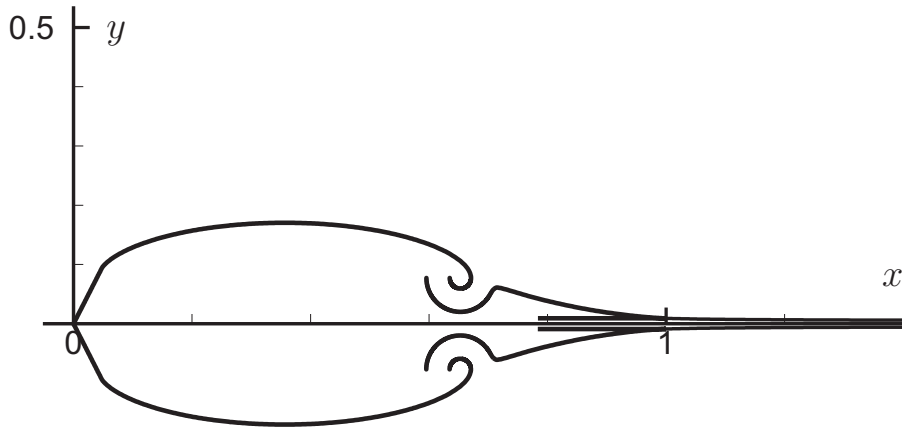
Численно-аналитическое решение этой задачи содержится в §2.

Скорости на линии $l_z(l'_z)$ схода потока связаны между собой соотношением, следующим из интеграла Бернулли $(1+\mu)(v_j/v_{j\infty})^2 = (v/v_\infty)^2 + \mu$, где безразмерный параметр μ определяется по формуле $\mu \equiv 2(p_{j0} - p_0)/(\rho v_\infty^2) = \rho_j v_{j\infty}^2/(\rho v_\infty^2) - 1$.

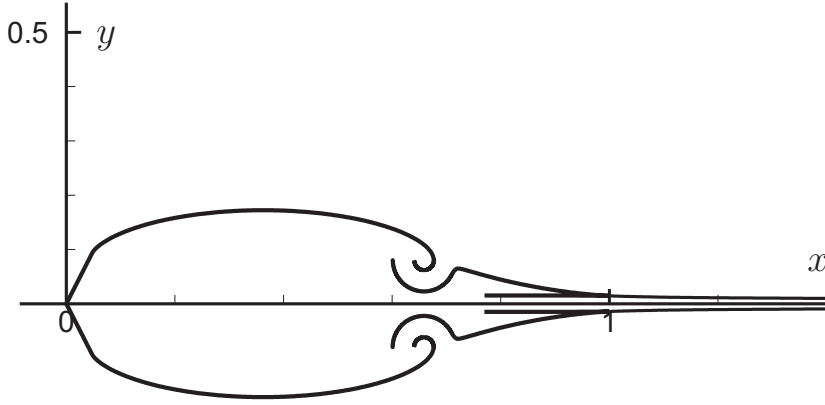
При сделанных предположениях во внешнем потоке и в струе существуют комплексные потенциалы потоков. Будем рассматривать их как единую кусочно-аналитическую функцию $w(z) = \varphi(x, y) + i\psi(x, y)$, терпящую разрыв на линиях схода потока и на экране. Комплексно сопряженная скорость в плоскости ζ может быть представлена в виде

$$\frac{dw}{d\zeta_1} = u_\infty e^{-i\gamma_b} \left(1 - \frac{\zeta_{1a}}{\zeta_1}\right) \left(1 - \frac{\zeta_{1d}}{\zeta_1}\right) \left(1 - \frac{\zeta_{1d'}}{\zeta_1}\right) \left(1 - \frac{\zeta_{1e}}{\zeta_1}\right) \times$$

¹Маклаков Д.В. Нелинейные задачи гидродинамики потенциальных течений с неизвестными границами. – М.: Янус-К, 1997. 280 с.



Фиг. 3. Контур профиля для $\mu = 0.3$.



Фиг. 4. Контур профиля для $\beta = 63^\circ$.

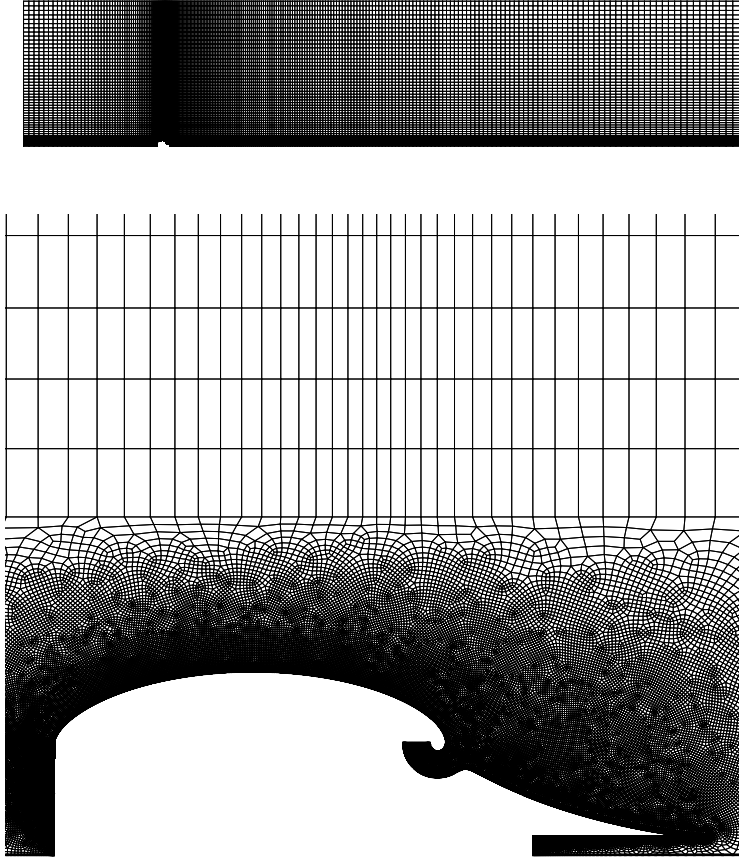
$$\times \left(1 - \frac{\zeta_{1e'}}{\zeta_1}\right) \left(1 - \frac{\zeta_{1c}}{\zeta_1}\right)^{-1} \left(1 - \frac{\zeta_{1c'}}{\zeta_1}\right)^{-1} \left(1 - \frac{\zeta_{1f}}{\zeta_1}\right)^{-1} e^{-\Omega(\zeta_1)},$$

$\Omega(\zeta_1) = T(r, \gamma) + i\Lambda(r, \gamma)$ – кусочно-аналитическая функция, терпящая скачок на линиях $l_{\zeta_1}^1$ и $l_{\zeta_1}^2$. Так же, как и при решении обычной ОКЗА, вводится в рассмотрение функция Жуковского–Мичелла $\chi(\zeta_1) = \ln \frac{dw}{dz} = \ln v - i\theta = S - i\theta$. Для исключения особенностей у этой функции в точках ζ_{1a} , ζ_{1d} , ζ_{1c} , $\zeta_{1d'}$, $\zeta_{1c'}$ и на линиях $l_{\zeta_1}^k$ рассматривается вспомогательная аналитическая функция

$$\tilde{\chi}(\zeta_1) = \tilde{S} + i\tilde{\theta} = \chi(\zeta_1) - \chi_0(\zeta_1) + \Omega(\zeta_1),$$

где

$$\begin{aligned} \chi_0(\zeta_1) = & 2\frac{\beta}{\pi} \ln \left(1 - \frac{\zeta_{1a}}{\zeta_1}\right) + \ln \left(1 - \frac{\zeta_{1d}}{\zeta_1}\right) + \ln \left(1 - \frac{\zeta_{1d'}}{\zeta_1}\right) - \\ & - \frac{ia}{\pi} \ln \left(1 - \frac{\zeta_{1c}}{\zeta_1}\right) + \frac{ia}{\pi} \ln \left(1 - \frac{\zeta_{1c'}}{\zeta_1}\right) \end{aligned}$$



Фиг. 5. Расчетная сетка: общий вид и вид вблизи контура профиля.

постоянная $a = \ln(v_1/v_0) \geq 0$.

Для восстановления $\tilde{\chi}(\zeta)$ во всей области использовалась формула Вольтерра

$$\begin{aligned} \tilde{\chi}(\zeta_1) = & \frac{\sqrt{(\zeta_1 - e^{i\gamma_b})(\zeta_1 - 1)}}{2\pi} \int_0^{\gamma_b} \tilde{S}(\tau) \frac{e^{i(\tau/2 - \gamma_b/4)}}{(\zeta_1 - e^{i\tau}) \sqrt{\sin((\gamma_b - \tau)/2) \sin(\tau/2)}} d\tau + \\ & + \frac{\sqrt{(\zeta_1 - e^{i\gamma_b})(\zeta_1 - 1)}}{2\pi} \int_{\gamma_b}^{2\pi} \tilde{\theta}(\tau) \frac{e^{i(\tau/2 - \gamma_b/4)}}{(\zeta_1 - e^{i\tau}) \sqrt{\sin((- \gamma_b + \tau)/2) \sin(\tau/2)}} d\tau. \end{aligned}$$

В ходе решения задачи удовлетворялись условия разрешимости:

1. Условие задания v_∞

$$\begin{aligned} \ln v_\infty = & \int_0^{\gamma_b} \tilde{S}(\tau) \frac{\cos(\tau/2 - \gamma_b/4)}{\sqrt{\sin((\gamma_b - \tau)/2) \sin(\tau/2)}} d\tau + \\ & + \int_{\gamma_b}^{2\pi} \tilde{\theta}(\tau) \frac{\cos(\tau/2 - \gamma_b/4)}{\sqrt{\sin((- \gamma_b + \tau)/2) \sin(\tau/2)}} d\tau = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

2. Условие замыкания

$$\int_0^{2\pi} \tilde{S}(\gamma) e^{i\gamma} d\gamma = 2\pi e^{i\gamma_b} \left(1 - \frac{\beta}{\pi} - \cos \gamma_e + \cos \gamma_c + \frac{a}{\pi} \sin \gamma_c\right) \quad (2)$$

3. Условия задания расходов

$$\begin{aligned} q_c = m(\gamma_c), \quad q_f = -m(\gamma_f), \\ m(\gamma) = 8\pi u_\infty \frac{\sin \frac{\gamma - \gamma_a}{2} \sin \frac{\gamma - \gamma_d}{2} \sin \frac{\gamma - \gamma_{d'}}{2} \sin \frac{\gamma - \gamma_e}{2} \sin \frac{\gamma - \gamma_{e'}}{2}}{\sin \frac{\gamma - \gamma_{c'}}{2} \sin \frac{\gamma_c - \gamma_f}{2}} e^{-T(\gamma)}. \end{aligned} \quad (3)$$

Эти условия удовлетворялись подбором свободных параметров в исходном распределении скорости $v(\gamma)$.

Координаты искомого контура L_z определяются из соотношения

$$dz = dx + idy = \frac{dw/d\zeta}{dw/dz} d\zeta = \frac{u(\gamma)}{v(\gamma)} e^{i\theta} d\gamma.$$

В §3 представлены результаты расчетов. Во всех расчетах варьировался параметр μ (фиг. 3) и угол β полураствора клина (фиг. 4). Из полученных результатов сделан вывод, что чем меньше угол β , тем тоньше профиль. При малых β получаем неоднолистные профили. Для устранения этой неоднолистности целесообразно сместить канал отбора вверх по контуру профиля. Наибольшие изменения при увеличении μ происходят в окрестности задней кромки, вследствие уменьшения ширины канала выдува.

Построенные вышеизложенным методом профили были рассчитаны в вычислительном пакете Fluent. Для расчета был взят профиль, изображенный на фиг. 4.

Расчет в пакете Fluent проводился для турбулентного течения по модели Спаларта – Аллмараса (S-A). Жидкость считается несжимаемой, скорость набегающего потока выбрана равной $v_{\infty} = 100(\text{м/с})$, хорда профиля $r = 1(\text{м})$ (что соответствует числу Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^6$).

Расчетная сетка показана на фиг. 5. На сетку накладывались следующие граничные условия:

- На передней и на верхней границе расчетной области задавалась скорость v_{∞} (velocity-inlet).
- На выходе – условие выхода (outflow).
- На нижней границе – условие симметрии (symmetry).
- На профиле крыла – условие твердой стенки (wall).
- На границе щелей – скорость отбора и выдува (velocity-inlet).

В табл. 1 приведены коэффициенты подъемной силы c_{ya} и сопротивления c_{xa} для численно-аналитического решения и для расчета в пакете Fluent. Результаты расчетов показали хорошее совпадение, отрыва потока не наблюдалось.

№	Вид течения	c_{ya}	c_{xa}
1	Числ.-анал. реш.	0.0	0.0000
2	Турбулентное	0.0	0.0392

Табл. 1. Сравнение характеристик профиля с отбором и выдувом.

Во **второй главе** даны постановка и решение задачи проектирования несимметричного профиля крыла с устройствами активного управления потоком как в неограниченном потоке, так и вблизи экрана.

В §4 поставлена и решена ОКЗА для несимметричного профиля крыла. В физической плоскости $z = x + iy$ искомый контур

L_z несимметричного профиля крыла обтекается потенциальным потоком ИНЖ со скоростью v_∞ набегающего потока на бесконечности, плотностью ρ и давлением p_∞ . На верхней поверхности профиля имеется щель C , асимптотически переходящая в бесконечнолистный круговой канал с постоянными скоростями v_1 и v_0 ($v_0 \leq v_1$) на стенках. В окрестности задней кромки находится щель F , асимптотически переходящая в прямолинейный канал с постоянными скоростями v_{2j} на стенках. Из щели F выдувается ИНЖ с другой плотностью ρ_j и скоростью $V_{j\infty}$ при давлении $p_{j\infty}$. Заданы v_∞ , хорда профиля, безразмерные расходы каналов отбора и выдува или ширина каналов h_c и h_f . Точка схода потока G принята за начало координат, ось абсцисс выбрана параллельно направлению скорости v_∞ , внутренний к области течения угол в точках G и E считается равным 2π (фиг. 6).

Контур L_z состоит из известного прямолинейного отрезка GAB (A – точка разветвления потока), составляющего с осью абсцисс угол ε :

$$\theta(\gamma) = \varepsilon, \quad \gamma \in [\gamma_b, 2\pi]$$

и искомого участка $BCDEFG$.

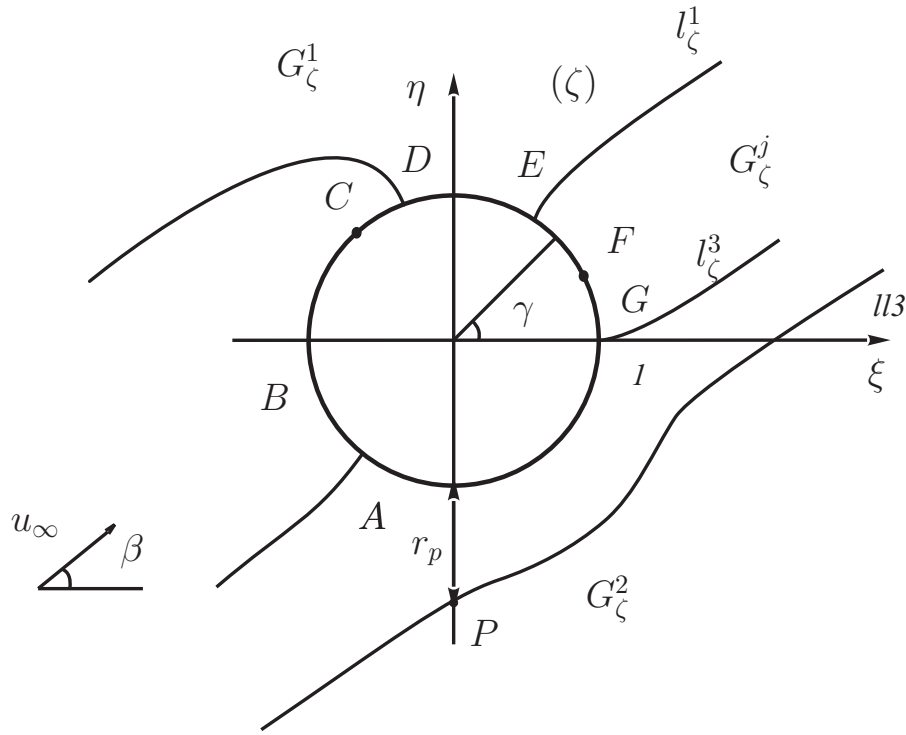
Вдоль искомого участка задано (фиг. 7) распределение скорости

$$v = v(\gamma), \quad \gamma \in [0, \gamma_b]$$

где γ – полярная координата в канонической области $|\zeta| > 1$ плоскости ζ (фиг. 8). Точки в плоскости z переходят в соответствующие точки плоскости ζ . Для взаимно-однозначного конформного отображения областей G_z и G_ζ предполагается соответствие бесконечно удаленных точек плоскостей z и ζ , а также переход точки $z = 0$ в точку $\zeta = 1$.

Требуется построить весь контур L_z профиля крыла с устройствами активного управления потоком, найти его аэродинамические характеристики и построить линии l_z^1 и l_z^2 .

В целом схема решения остается такой же, как и в первой главе, но значительным усложнением является наличие двух линий



Фиг. 9. Каноническая плоскость.

$$\Phi(\zeta) = \frac{1}{2\pi i} \left\{ \int_{l_{\zeta_1}^1} \frac{\lambda^1(\tau) d\tau}{\tau - \zeta} - \int_{l_{\zeta_1}^2} \frac{\lambda^2(\tau) d\tau}{\tau - \zeta} \right\}.$$

Эти усложнения ведут к значительно более медленной сходимости итерационного процесса для построения линий l_z^1, l_z^2 .

Что касается условий разрешимости, они аналогичные условиям (1-3), и появляется дополнительное условие (4) задания направления нижней поверхности:

$$\theta(2\pi) = \varepsilon. \quad (4)$$

В §5 проведено обобщение предыдущей задачи на случай обтекания профиля вблизи прямолинейного экрана. Переход от двусвязной области к односвязной проведен путем введения под экраном l_z^3 фиктивного плоскопараллельного потока ИНЖ со скоростью v_∞ на бесконечности.

Условия разрешимости аналогичны §4 и имеют вид (1)-(4). Дополнительное условие разрешимости связано с заданностью h

отстояния задней кромки G от экрана l_z^3 :

$$h = -\operatorname{Im} \int_1^{\zeta_p} \frac{dz}{d\zeta} d\zeta. \quad (5)$$

Условие (5) удовлетворяется подбором параметра r_p (фиг. 9). Полученная система нелинейных уравнений решается методом Ньютона.

Коэффициент c_{xa} сопротивления и коэффициент c_{ya} подъемной силы равны

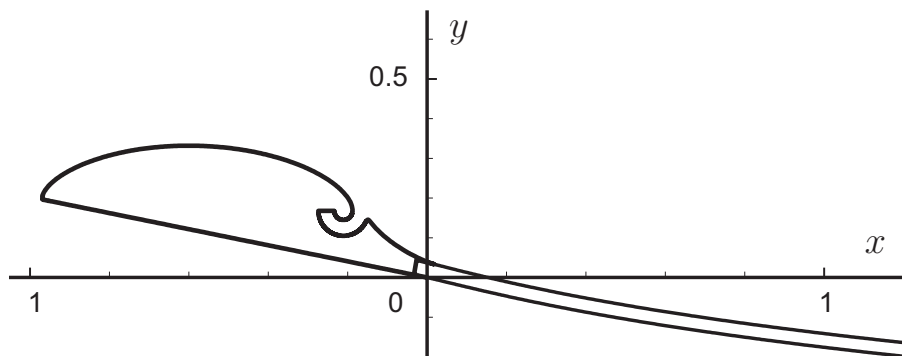
$$c_{xa} = \frac{2X_a}{\rho v_\infty r} = c_{xj} + c_{xs} = -2q_f \sqrt{\frac{\rho_j(1+\mu)}{\rho}} - 2q_c, \quad (6)$$

$$c_{ya} = \frac{2Y_a}{\rho v_\infty r} = \frac{2\tilde{\Gamma}}{v_\infty r}, \quad (7)$$

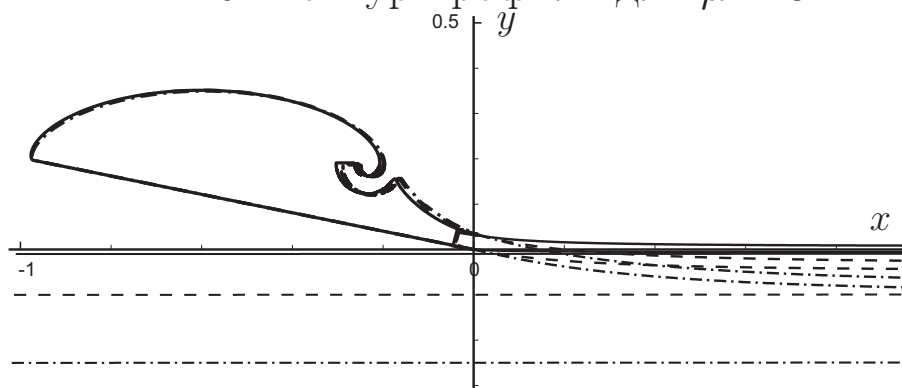
где $\tilde{\Gamma}$ – это циркуляция при выдуве нереактивной струи. Строгий вывод формул расчета аэродинамических сил, действующих на профиль крыла с проницаемым участком при отборе через него части внешнего потока ИНЖ и с выдувом реактивной струи дан Д.Ф. Абзалиловым и Н.Б. Ильинским.²

В §6 представлены результаты расчетов, которые проводились для двух случаев обтекания: неограниченным потоком (фиг. 10) и вблизи экрана (фиг. 11). При увеличении значения μ и одинаковой ширине каналов отбора и выдува форма профиля меняется незначительно. Что касается аэродинамических характеристик, то угол атаки немного уменьшается и поэтому уменьшается коэффициент c_{ya} подъемной сила. С уменьшением h форма профиля меняется незначительно, выдуваемая струя быстрее выходит на направление внешнего потока, коэффициент c_{ay} значительно увеличивается, коэффициент c_{xa} почти не меняется.

² Абзалилов Д.Ф., Ильинский Н.Б. Об аэродинамических силах, действующих на крыловой профиль с проницаемым участком // Инженерно-физический журнал. – 2006. – Т.79, №2. – С. 126–130.



Фиг. 10. Контур профиля для $\mu = 3$.



Фиг. 11. Контур профиля для $h = 0.01; 0.1; 0.25$.

Как и в §3 профили были также рассчитаны в вычислительном пакете Fluent, расчет проводился для турбулентной модели Спаларта – Аллмараса. Модель жидкости, вид сетки, начальные и граничные условия выбраны такими же, как в §3 с небольшими модернизациями.

№	Вид течения	c_{ya}	c_{xa}
1	Числ.-анал. реш.(неог. поток)	2.6	-0.049
2	Турбулентное (неогр. поток)	2.6	0.011
3	Числ.-анал. реш.(экран)	2.8	0.038
4	Турбулентное (экран)	2.8	0.099

Табл. 2.

В табл. 2 представлены характеристики построенных профилей с устройствами активного управления потоком в неограниченном потоке и вблизи экрана. Результаты численно-аналитического решения и прямого расчета получили хорошее совпадение.

В §7 предложен способ пересчета аэродинамических характеристик профиля и распределения скорости по его поверхности на другие режимы обтекания и другие режимы работы устройств отбора-выдува. Получены формулы для нахождения новых точек разветвления и распределения скорости.

В **третьей главе** рассмотрена оптимизационная задача нахождения контура профиля с устройствами активного управления потоком.

В §8 поставлена и решена задача нахождения профиля крыла с устройствами активного управления потоком, обладающего максимальной подъемной силой, при обтекании потоком ИНЖ.

В плоскости z искомый профиль крыла L_z с устройствами активного управления потоком обтекается ИНЖ с заданной скоростью v_∞ набегающего потока. На контуре профиля располагаются каналы отбора C и выдува F . Заданы безразмерные расходы каналов $q_c = Q_c/(rv_\infty)$ и $q_f = Q_f/(rv_\infty)$. Требуется определить форму крылового профиля с отбором части внешнего потока и выдувом реактивной струи с максимальным коэффициентом подъемной силы.

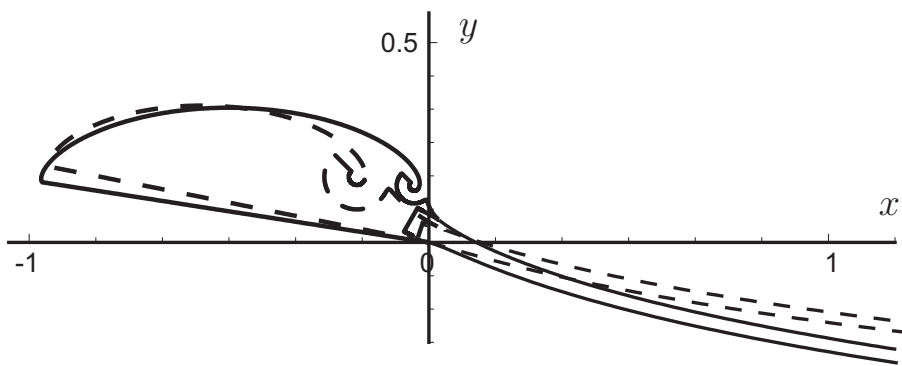
Дана математическая формулировка соответствующей оптимизационной задачи:

Определить параметры a_ν и форму крылового профиля так, чтобы коэффициент подъемной силы c_{ya} (7) принимал максимальное значение, учитывая шесть ограничений типа равенства (три условия разрешимости и условия получения заданных расходов и формы нижней поверхности профиля) и ограничения типа неравенств

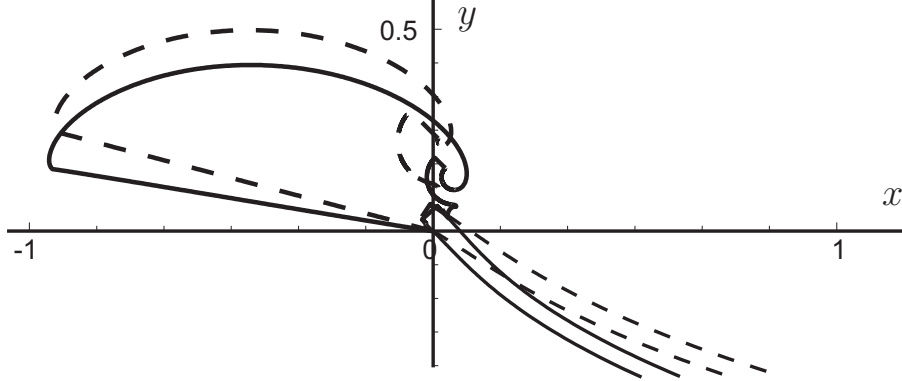
$$v_2 < v_1 < v_{\max}, \quad v_0 < v_{\max}, \quad (8)$$

$$a_\nu > a_{\nu+1}, \quad (j = \overline{4, 9}). \quad (9)$$

Неравенства (8) ограничивают максимальную скорость на контуре профиля в рамках принятой модели ИНЖ, исключают участки падения скорости. Неравенства (9) сохраняют порядок точек.



Фиг. 12. Контуры профиля для $\mu = 0$, $v_{\max} = 2.0$.



Фиг. 13. Контуры профиля для $\mu = 1.25$, $v_{\max} = 2.5$.

Таким образом, эта задача является задачей нелинейного программирования и ее математическая запись имеет вид: минимизировать $f(a_\nu) = -c_{ya}(a_\nu)$ при условиях $h_j(a_\nu) = 0$, $j = 1, 6$, $g_k(a_\nu) < 0$, $k = 1, n$, где h_j – ограничения равенства, а g_k – ограничения неравенства.

Для решения оптимизационной задачи были использованы стандартные оптимизационные методы. Все ограничения учитывались в виде штрафных функций, то есть искался безусловный минимум функционала

$$F(a_\nu) = -c_{ya}(a_\nu) + \sum_{k=1}^n \mu_k \max[0, g_k(a_\nu)] + \sum_{k=1}^6 \sigma_k h_k^2(a_\nu),$$

где коэффициенты штрафа μ_k и σ_k – достаточно большие числа.

В §9 приведены результаты числовых расчетов оптимизационной задачи. На фиг. 12 и фиг. 13 изображены контуры профиля начального приближения и оптимальные контуры для $\mu = 0$ и $\mu = 1.25$ соответственно (штриховая линия – начальное прибли-

жение, сплошная линия – оптимальный контур). Все характеристики профилей начального приближения и оптимальных профилей приведены в табл. 3. В результате оптимизации канал отбора сместился к задней кромке, ширина канала отбора уменьшилась, угол выдува струи увеличился. Увеличение угла выдува струи соответствует увеличению коэффициента подъемной силы, так как выдув струи в задней кромке можно рассматривать как ”жидкий” закрылок, а чем больше угол отклонения закрылка, тем больше коэффициент подъемной силы.

№	μ	v_1	v_2	v_0	q_c	q_f	α°	c_{ya}	c_{xa}	c_x
1	0.00	2.0	0.675	0.498	-0.03	0.03	12.052	2.875	0.00	0.000
2	0.00	2.0	0.460	0.562	-0.03	0.03	9.619	3.445	0.00	0.000
3	1.25	2.5	0.176	0.239	-0.06	0.06	17.070	5.840	-0.06	0.015
4	1.25	2.5	0.045	1.166	-0.06	0.06	11.135	6.275	-0.06	0.015

Табл. 3.

В **заключении** сформулированы основные результаты работы.

Основные результаты диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Метод решения ОКЗА для симметричного профиля крыла с отбором части внешнего потока и выдувом реактивной струи, когда передняя часть профиля образована клином с известным углом полураствора.

2. Метод решения задачи проектирования несимметричного профиля крыла с устройствами активного управления потоком.

3. Решение задачи проектирования профиля крыла с устройствами активного управления потоком на случай наличия экрана.

4. Постановка и метод решения задачи максимизации подъемной силы профиля крыла с устройствами активного управления потоком.

5. Алгоритмы численной реализации, результаты числовых расчетов и сделанные на их основе выводы.

Следует отметить финансовую поддержку Российского фонда фундаментальных исследований (проект 05-08-01153), федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России 2009-13 годы» (гос. контракт № П1124), грант 2009–2010 гг. для аспирантов, докторантов, молодых ученых и сотрудников Казанского федерального университета, позволившую ускорить выполнение и написание диссертации.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях, рекомендованных ВАК по специальности

1. *Гайфутдинов, Р.А.* Проектирование крыловых профилей с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов, Н.Б. Ильинский // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. – 2008. – №4. – С.53–61.

2. *Гайфутдинов, Р.А.* Максимизация коэффициента подъемной силы крыловых профилей с элементами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2009. – №3. – С. 28-32.

3. *Гайфутдинов, Р.А.* Обобщение задачи проектирования крылового профиля с устройствами активного управления потоком на случай наличия экрана / Р.А. Гайфутдинов, Н.Б. Ильинский // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. – 2011. – №1. – С.

Статьи в сборниках научных трудов и тезисы докладов на научных конференциях

4. *Абзалилов, Д.Ф.* Метод построения крыловых профилей с устройствами активного управления потоком путем выдува реактивной струи / Д.Ф. Абзалилов, Р.А. Гайфутдинов, Н.Б. Ильинский, Р.Ф. Марданов // Научно-исследовательский институт математики и механики им. Н.Г. Чеботарева Казанского государственного университета 2003 - 2007 гг. / Научн. ред. И сост. А.М. Елизаров. - Казань: Изд-во Казанск. гос. Ун-та, 2008. – С. 221–248.

5. *Гайфутдинов, Р.А.* Построение симметричного безотрывно обтекаемого крылового профиля с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Материалы Четвертой молодежной научной-школы конференции "Лобачевские чтения -2005". – Казань: Изд-во Казанского математического общества, 2005. – Т.31 – С. 34–35.

6. *Гайфутдинов, Р.А.* Сравнение моделей турбулентности в программе Fluent применительно к крыловым профилям / Р.А. Гайфутдинов // Материалы Четвертой молодежной научной-школы конференции "Лобачевские чтения -2005". – Казань: Изд-во Казанского математического общества, 2005. – Т.31 – С. 35–36.

7. *Гайфутдинов, Р.А.* Построение симметричного безотрывно обтекаемого крылового профиля с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Материалы Пятой молодежной научной-школы конференции "Лобачевские чтения-2006". – Казань: Изд-во Казанского математического общества, 2006. – Т.34 – С. 44–45.

8. *Гайфутдинов, Р.А.* Оптимизация крыловых профилей с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Сборник трудов X Международной научной школы "Гидродинамика больших скоростей" и Международной научной конференции "Гидродинамика. Механика. Энергетические установки" (к 145-летию со дня рождения академика А.Н. Крылова). – Чебоксары: ЧПИ МГОУ, 2008. – С. 167–168.

9. *Гайфутдинов, Р.А.* Оптимизация крыловых профилей с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Наука и инновации в решении актуальных проблем города. Материалы научно-практической конференции студентов и аспирантов. – Казань: Изд-во "Отечество", 2008. – С. 9–11.

10. *Гайфутдинов, Р.А.* Проектирование и оптимизация профиля с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Теория, численные методы и математический экспе-

римент в газовой динамике. Материалы Научно-практического семинара. – М.: ЦИАМ, 2009. – С.45–46.

11. *Гайфутдинов, Р.А.* Оптимизация крыловых профилей с устройствами активного управления потоком / Р.А. Гайфутдинов // Инновации и высокие технологии XXI века: материалы Всероссийской научно-практической конференции. – Нижнекамск: Нижнекамский химико-технологический институт (филиал) КГТУ, 2009. – С. 162–166.

12. *Гайфутдинов, Р.А.* Проектирование крылового профиля вблизи экрана с устройствами активного управления потоком// Материалы XVI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС‘2009) . – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – С. 186–188.

13. *Гайфутдинов, Р.А.* Построение профиля крыла экраноплана с отбором потока и выдувом реактивной струи / Р.А. Гайфутдинов, Н.Б. Ильинский // Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике. – М: Изд-во ЦАГИ, 2010. – С. 51–52.